

文章编号:1674-8190(2014)03-281-08

典型翼型参数化方法的翼型外形控制能力评估

张德虎, 席胜, 田鼎

(中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 现代飞行器的精细化设计需求要求翼型参数化方法具有精准的翼型外形控制能力。依据标准的风洞模型公差要求,以五个典型翼型作为测试翼型,分别对 Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法、PARSEC 参数化方法和 CST 翼型参数化方法的翼型外形控制能力进行评估,依据每个翼型参数化方法的评估结果并结合其固有特点进行适应性分析。结果表明:四种翼型参数化方法对翼型外形的控制能力存在较大差别,具有不同的适用范围。评估典型翼型参数化方法的所得结果可指导设计人员依据具体的设计需求选择适当的翼型参数化方法。

关键词: 翼型外形控制; Hicks-Henne 参数化方法; 样条参数化方法; PARSEC 参数化方法; CST 翼型参数化方法

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

Geometry Control Ability Evaluation of Classical Airfoil Parametric Methods

Zhang Dehu, Xi Sheng, Tian Ding

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Refinement design requirements of modern aircraft configuration require airfoil parametric methods to be of precise geometry control ability. Five representative classical airfoils are used as test airfoils and four classical airfoil parametric methods' geometry control ability is evaluated based on the standard wind tunnel model tolerance requirement. The four airfoil parametric methods are Hicks-Henne parameterization, B-spline parameterization, PARSEC parameterization and CST parameterization respectively. Every parametric method's applicability is analyzed based on the evaluation results and its inherent characteristics. The evaluation results indicate that airfoil geometry control abilities are different between the parametric methods and each method has its own applicable scope. Geometry control ability evaluation of classical airfoil parametric methods can provide reference for designers to choose suitable airfoil parametric method for engineering problems.

Key words: airfoil geometry control; Hicks-Henne parameterization method; B-spline parameterization method; PARSEC parameterization method; CST parameterization method

0 引言

在飞行器几何外形中,翼型作为飞行器翼面部件的截面形状,其几何外形对整个翼面部件甚至是整个飞行器的性能均存在重要影响。随着现代飞行器的设计需求越来越多,性能目标不断提高,在

设计过程中必须对飞行器几何外形进行精细化设计,因此对翼型参数化方法的几何外形控制能力提出了更高的要求。

在长期的飞行器设计过程中,发展的典型翼型参数化方法主要包括 Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法、PARSEC 参数化方法和 CST 翼型参数化方法。其中,有三类方法产生于 20 世纪,随着航空技术的快速发展,某些参数化方法可能已无法满足现代飞行器外形的精细化设计需求。

本文以这四类典型翼型参数化方法为评估对

收稿日期:2013-12-19; 修回日期:2014-02-24

通信作者:张德虎,zhangdehumail@163.com

象,以五个经典翼型作为评估翼型,对每个翼型参数化方法对翼型外形的控制能力进行评估,评估结果可指导设计人员根据具体问题的设计需求选择合适的翼型参数化方法,具有工程指导意义。

1 典型翼型参数化方法简介

Hicks-Henne 参数化方法^[1-2]是由 R. M. Hicks 和 P. A. Henne 于 20 世纪 70 年代末提出的翼型参数化方法,该方法对翼型弯度和厚度的变化量进行参数化,并采用变化量与基准翼型的厚度和弯度相叠加的方式控制翼型外形。

样条参数化方法^[3-4]是指通过对 Bernstein 多项式、B 样条或者非均匀有理 B 样条(NURBS)基函数进行线性加权组合的方式描述翼型曲线的方法,这类参数化方法被广泛用于生成和控制曲线外形,能够对曲线外形进行局部控制和光滑处理,被广泛集成在 CAD 环境中。

PARSEC 参数化方法^[5]是由 H. Sobieczky 于 20 世纪 90 年代提出的一种翼型参数化方法,该方法采用 11 个具有明确几何意义的参数描述翼型外形。

CST 翼型参数化方法^[6-8]是由 Brenda M. Kulfan 于 2006 年提出的一种新型参数化方法,该方法采用类函数与形函数相结合的方法描述翼型外形。

2 性能评估方法

2.1 评估方法

选取的五个翼型分别是 NACA0012 翼型、NACA64-110 翼型、NASA SC(2)-0414 翼型、RAE2822 翼型和 RAE5214 翼型。五个翼型的几何外形差别较大(如图 1 所示),但均为经典翼型,在不同类别的翼型中具有代表性:NACA0012 翼型^[9-10]为早期的对称翼型;NACA64-110 翼型^[10]为美国国家航空航天局早期发展的层流翼型;NASA SC(2)-0414 翼型^[11]是美国国家航空航天局于 20 世纪 70 年代发展的超临界翼型;RAE2822 翼型^[12]被广泛用于 CFD 技术计算性能和优化设计方法设计能力测试;RAE5214 翼型^[13]为英国于 20 世纪 70 年代发展的跨音速翼型。

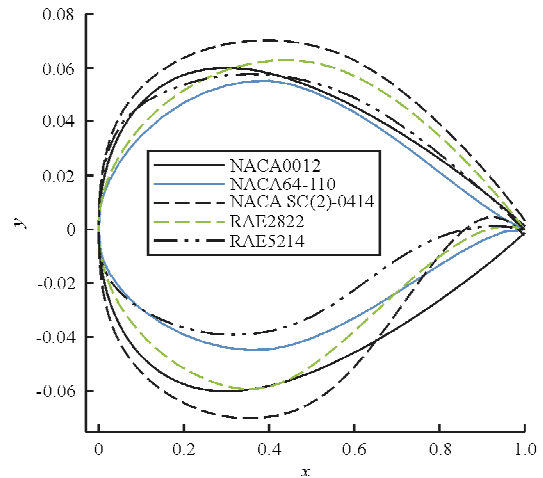


图 1 五个测试翼型的几何外形

Fig. 1 Geometries of five test airfoils

2.2 评判标准

采用翼型参数化方法对翼型上下翼面的最大拟合误差作为其拟合精度的评判标准,如果最大拟合误差小于 0.000 7,即满足风洞模型公差要求^[5],则认为该参数化方法能够精确拟合当前翼型,对当前翼型的外形具有精准的控制能力,否则认为该参数化方法对当前翼型不具有精准的控制能力。

四种参数化方法中,Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法和 CST 参数化方法的描述参数具有灵活性,分别可以通过增加新的节点、样条阶数和 Bernstein 多项式次数的方式提高描述能力;PARSEC 参数化方法的描述参数个数是确定的。在拟合过程中,Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法和 CST 参数化方法的描述参数可以发生变化,以提高相应参数化方法的拟合能力;但其描述参数的个数不能无限制地增加,在此设定这三类参数化方法描述单段翼型时的参数个数上限为 30,即如果该参数化方法采用 30 个描述参数仍无法实现对翼型上翼面或下翼面的精确拟合,则认为该方法不能精确拟合当前翼型,对当前翼型不具有精准的外形控制能力。

2.3 参数设置

在对五个经典翼型的拟合过程中,各翼型参数化方法的参数设置如下:

(1) Hicks-Henne 参数化方法:首先采用式(1)和式(2)对翼型表达式进行变换(ξ_{leup} 和 ξ_{lelow} 分别为上下翼面后缘高度);然后直接采用 Hicks-

Henne 参数化方法对五个评估翼型的弯度 ($F_{\text{camber}}(x)$) 和厚度 ($F_{\text{thick}}(x)$) 分布进行拟合。在对翼型的拟合过程中,通过增加翼型前缘至后缘之间分布的节点个数提高该参数化方法的拟合能力,所有节点在 $[0,1]$ 之间均匀分布。

$$F_{\text{up}} = F_{\text{thick}}(x) + F_{\text{camber}}(x) + x \cdot \xi_{\text{teup}} \quad (1)$$

$$F_{\text{low}} = F_{\text{camber}}(x) - F_{\text{thick}}(x) + x \cdot \xi_{\text{telow}} \quad (2)$$

(2) 样条参数化方法: B 样条阶数和节点均可变化,在一定的样条阶数下,样条节点在 $[0,1]$ 内均匀分布。在样条阶数和节点都确定的情况下,第一个控制点弦向坐标为 0,其余控制点弦向坐标从前缘到后缘在 $[0,1]$ 范围内均匀分布,因此上下翼面最前面的两个控制点的弦向坐标均为 0,可保证翼型前缘导数为无穷大的特点。控制点弦向坐标确定之后,根据翼型外形采用最小二乘法计算可得控制点的纵向坐标,然后生成拟合翼型与初始翼型进行比较,检验拟合精度。如果拟合精度不满足,则增加 B 样条节点和控制点的个数;如果单段翼面的控制点个数超过 30 个仍无法实现对翼型的精确拟合,则增加 B 样条的阶数,重新布置控制点,直至实现对翼型的精确拟合;如果 B 样条阶数超过 20 时仍无法实现对当前翼型的精确拟合,则认为 B 样条参数化方法不能精确拟合该翼型。

(3) PARSEC 参数化方法:由于 PARSEC 方法具有确定的参数个数,而且相关参数均可根据翼型得到,可直接由相关参数生成拟合翼型,并与初始外形进行比较,检验拟合精度。

(4) CST 参数化方法:在 Bernstein 多项式次数确定的情况下,根据 CST 参数化方法理论和翼型外形采用最小二乘法求得描述参数的值,然后生成拟合翼型,并与初始翼型进行比较。如果拟合精度不满足,则增加 Bernstein 多项式的次数;如果 Bernstein 多项式的次数达到 29 时(此时单段翼面的描述参数个数为 30),仍无法实现对当前翼型的精确拟合,则认为 CST 参数化方法不能精确拟合该翼型。

3 评估结果与分析

根据各参数化方法对五个经典翼型的拟合结果,分析各参数化方法的翼型外形控制能力,并以此为基础,结合各参数化方法本身的特点进行适应性分析。

3.1 Hicks-Henne 参数化方法

Hicks-Henne 参数化方法对五个评估翼型的

拟合结果如表 1 所示,拟合完成后 Hicks-Henne 参数化方法对五个评估翼型上下翼面的拟合误差分布如图 2~图 3 所示。

表 1 Hicks-Henne 翼型参数化方法拟合结果
Table 1 Fitting results of Hicks-Henne parametric method

翼型	描述参数个数	最大拟合误差
NACA0012	28	0.000 677
NACA64-110	24	0.000 640
NASA SC(2)-0414	30	0.000 682
RAE2822	26	0.000 617
RAE5214	26	0.000 645

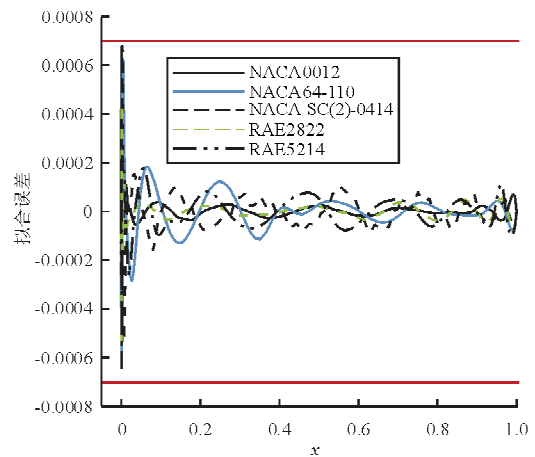


图 2 上翼面拟合误差

Fig. 2 Upper surface fitting error

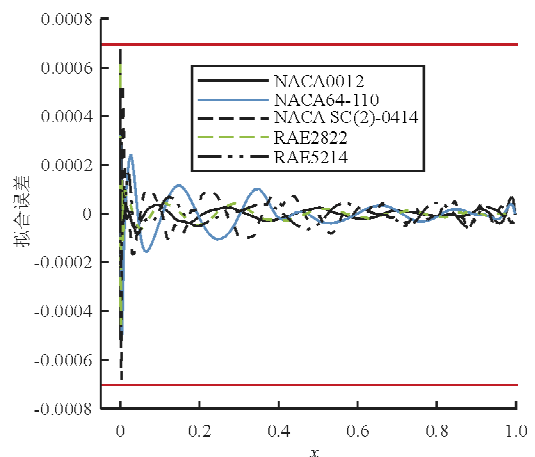


图 3 下翼面拟合误差

Fig. 3 Lower surface fitting error

从表 1 和图 2~图 3 可以看出:该参数化方法均能够将最大拟合误差控制在小于 0.000 7 的范围内,对五个评估翼型均实现了精确拟合,表明 Hicks-Henne 参数化方法具有很强的翼型外形控

制能力。

采用 Hicks-Henne 参数化方法描述翼型时,若在保证该方法对翼型外形具有精准的控制能力,需要采用较多的描述参数,至少要保证在 24 个以上;特别是对以 NASA SC(2)-0414 为代表的超临界翼型外形的精准控制,其描述参数应该在 30 个以上。

采用 Hicks-Henne 参数化方法描述翼型时存在一个问题:当描述参数较多,而且描述参数的值相差较大时会导致翼型出现波浪外形。以 Hicks-Henne 参数化方法采用 30 个描述参数对翼型进行参数化为例,此时分别采用 15 个参数对翼型厚度和弯度分布的扰动量进行建模,由翼型前缘到后缘均匀分布 15 个节点的 Hicks-Henne 基函数曲线如图 4 所示。以 NASA SC(2)-0414 翼型为基准翼型,通过图 4 中的 Hicks-Henne 基函数对翼型厚度和弯度扰动量进行建模,将第五个厚度和弯度参数分别取为 -0.015 、其余参数均为 0 时的变形效果如图 5 所示。由于厚度和弯度分布同时减小相同的数量,翼型下表面外形不变,此时翼型上表面出现了波浪外形,已不具备翼型的基本几何特征。Hicks-Henne 参数化存在的该问题是由其基函数的特点引起的,从图 4 可以看出,除第一个和最后一个基函数外,其余基函数的最大值均为 1,且具有局部支撑性质。若要避免生成的新翼型出现波浪外形,则要求 Hicks-Henne 参数化方法的描述参数中,相邻的描述参数相互之间不存在较大差别。因此,一般不采用 Hicks-Henne 参数化方法描述较大的设计空间,设计空间保持在基准翼型的“附近”,主要用于对基准翼型外形进行进一步调整。

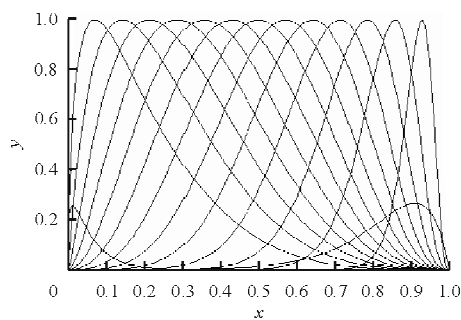


图 4 由前缘至后缘均匀分布 15 个节点的 Hicks-Henne 基函数曲线

Fig. 4 Hicks-Henne basic function curves with 15 nodes distributed uniformly from leading edge to trailing edge

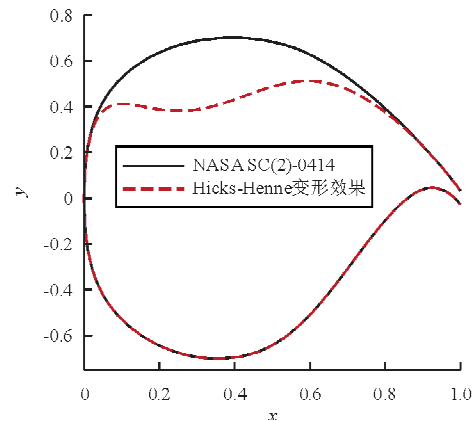


图 5 Hicks-Henne 描述参数相差较大时的变形效果

Fig. 5 Deformation effect with large difference between Hicks-Henne parameters

3.2 样条参数化方法

本文采用基于 B 样条基函数的样条参数化方法,该方法对五个评估翼型的拟合结果如表 2 所示,拟合完成后该参数化方法对五个评估翼型上下翼面的拟合误差分布如图 6~图 7 所示。

表 2 样条参数化方法拟合结果

Table 2 Fitting results of B-spline parametric method

翼型	描述参数个数	最大拟合误差
NACA0012	12	0.000 499
NACA64-110	20	0.000 638
NASA SC(2)-0414	24	0.000 659
RAE2822	14	0.000 645
RAE5214	18	0.000 693

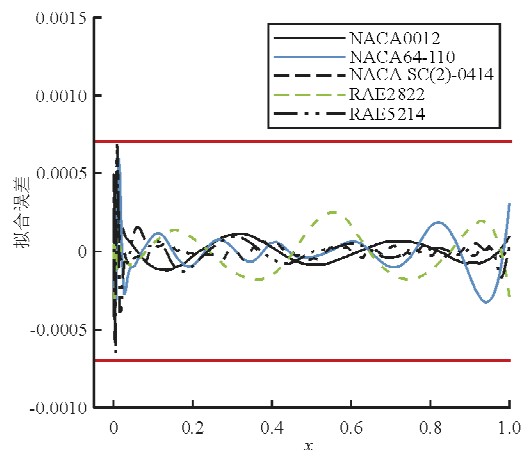


图 6 上翼面拟合误差

Fig. 6 Upper surface fitting error

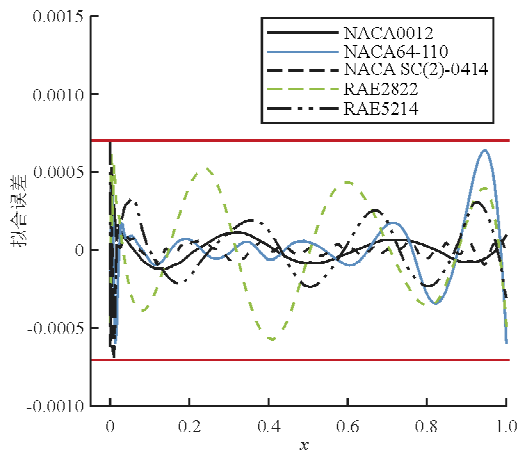


图 7 下翼面拟合误差

Fig. 7 Lower surface fitting error

从表 2 和图 6~图 7 可以看出:与 Hicks-Henne 参数化方法相似,样条参数化方法也实现了对五个评估翼型的精确拟合,表明该参数化方法也具有很强的翼型外形控制能力。

采用样条参数化方法拟合翼型的过程中,由于该方法采用的 B 样条的节点和阶数以及控制点的纵横坐标均可变化,该方法具有很强的灵活性,如何选择相应的参数对该方法的描述能力存在较大影响。从本文采用该参数化方法对五个评估翼型的拟合过程也可看出上述特点,采用样条参数化方法实现对各翼型的精确拟合时所采用的 B 样条和控制点个数如表 3 所示。

表 3 样条参数化方法精确拟合时采用的 B 样条和控制点个数

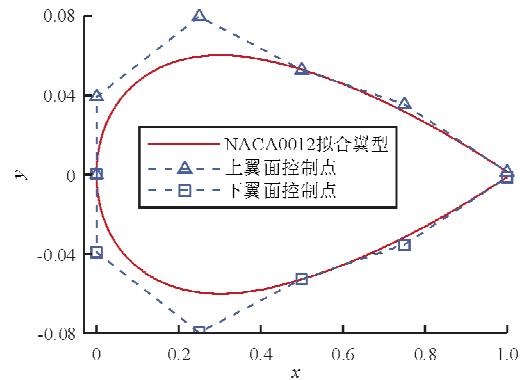
Table 3 B-splines and control points number when B-spline parametric method fits the test airfoils accurately

翼型	采用的 B 样条	控制点个数
NACA0012	节点为[5 个 0, 0.5, 5 个 1] 的 5 阶 B 样条	12
NACA64-110	节点为[4 个 0, 1/7, 2/7, 3/7, 4/7, 5/7, 6/7, 4 个 1] 的 4 阶 B 样条	20
NASA SC(2)-0414	节点为[12 个 0, 12 个 1] 的 12 阶 B 样条	24
RAE2822	节点为[7 个 0, 7 个 1] 的 7 阶 B 样条	14
RAE5214	[8 个 0, 0.5, 8 个 1] 的 8 阶 B 样条	18

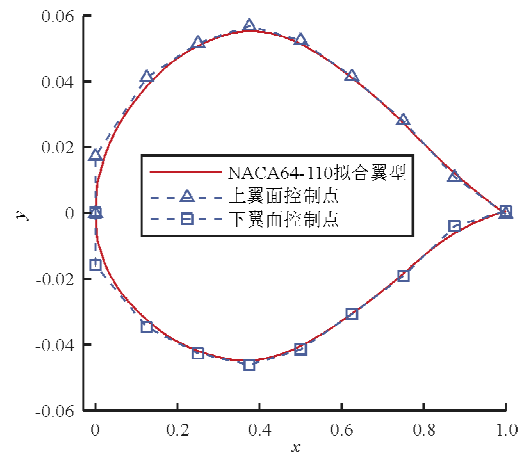
从表 3 要可以看出:五个翼型中,NACA64-110 翼型只需要 4 阶 B 样条即可实现精确拟合,NA-CA0012 翼型需要采用 5 阶 B 样条,RAE2822 翼

型需要采用 7 阶 B 样条,RAE5214 翼型需要采用 8 阶 B 样条,NASA SC(2)-0414 翼型则需要 12 阶 B 样条才能实现精确拟合;而且五个翼型需要的控制点个数也由 12~24 不等。

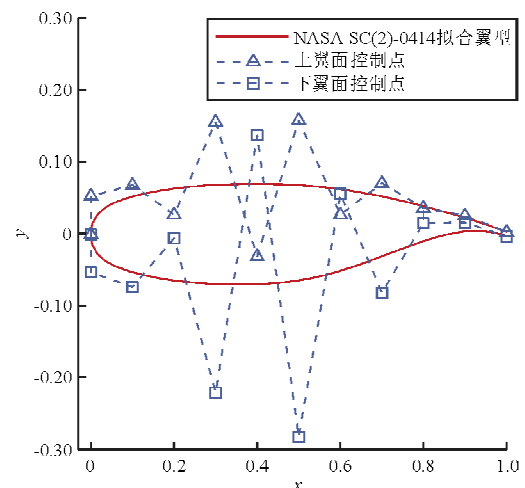
样条参数化方法对五个评估翼型的拟合结果以及控制点位置如图 8 所示,不同翼型的控制点位置也存在很大差别。



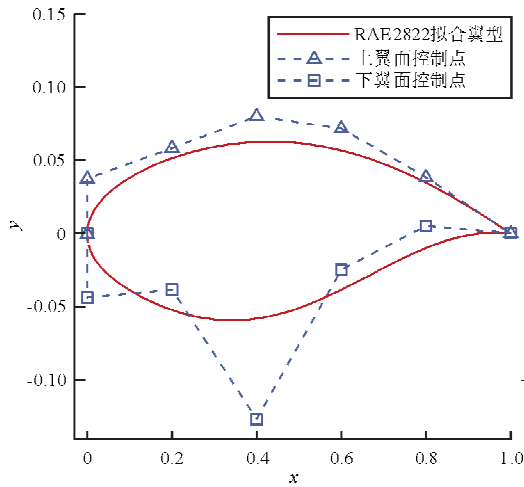
(a) NACA0012 翼型



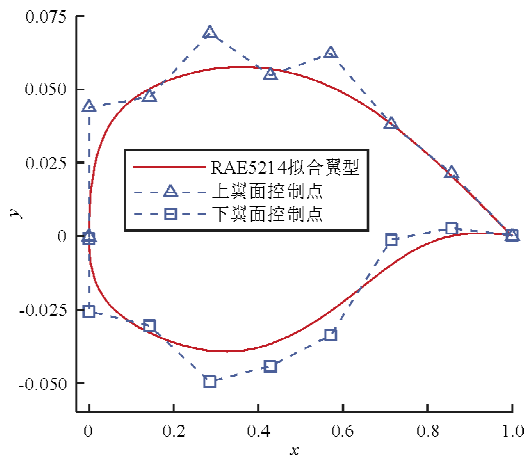
(b) NACA64-110 翼型



(c) NASA SC(2)-0414 翼型



(d) RAE2822 翼型



(e) RAE5214 翼型

图 8 不同翼型的拟合结果和控制点

Fig. 8 Fitting result and control points of different airfoils

B 样条基函数具有局部支撑性质,所以 B 样条参数化方法具有局部外形控制能力,改变控制点位置时,只会导致一定范围内的翼型外形发生变化,便于设计人员在基准外形的基础上对其局部区域进行修形。但是,当控制点位置不合理时,B 样条基函数的局部支撑性质会使翼型出现波浪外形。以对 NACA64-110 翼型拟合时采用的节点为 $[0 \ 0 \ 0 \ 1/7 \ 2/7 \ 3/7 \ 4/7 \ 5/7 \ 6/7 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ 的 4 阶 B 样条为例,B 样条曲线如图 9 所示;将上翼面第五个控制点的纵坐标减小 0.012,该控制点的弦向坐标及其他控制点的坐标均不变,得到的新翼型外形如图 10 所示,该翼型出现了波浪外形。将样条参数化方法用于翼型优化设计时,要求设计人员具有一定的使用经验,应合理地选择 B 样条的节点和阶

数以及控制点的个数和坐标,并合理地确定设计空间。

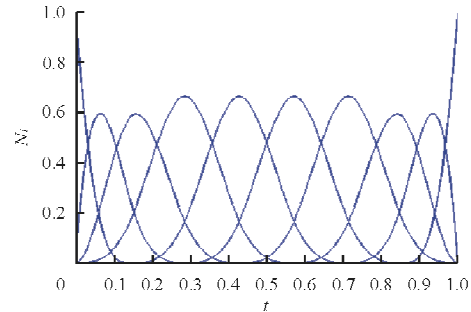


图 9 节点为 $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1/7 \ 2/7 \ 3/7 \ 4/7 \ 5/7 \ 6/7 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ 的 4 阶 B 样条曲线

Fig. 9 4 order B-spline with $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1/7 \ 2/7 \ 3/7 \ 4/7 \ 5/7 \ 6/7 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ as nodes

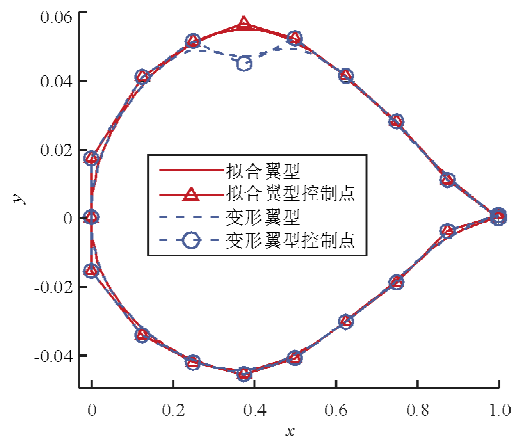


图 10 样条参数化方法控制点位置不合理时得到的翼型外形

Fig. 10 Airfoil geometry when the positions of control points are unreasonable

3.3 PARSEC 参数化方法

PARSEC 参数化方法对五个评估翼型的拟合结果如表 4 所示,该参数化方法对五个评估翼型上下翼面的拟合误差分布如图 11~图 12 所示。

表 4 PARSEC 参数化方法拟合结果

Table 4 Fitting results of PARSEC parametric method

翼型	描述参数个数	最大拟合误差
NACA0012	11	0.000 651
NACA64-110	11	0.001 105
NASA SC(2)-0414	11	0.001 914
RAE2822	11	0.001 733
RAE5214	11	0.001 780

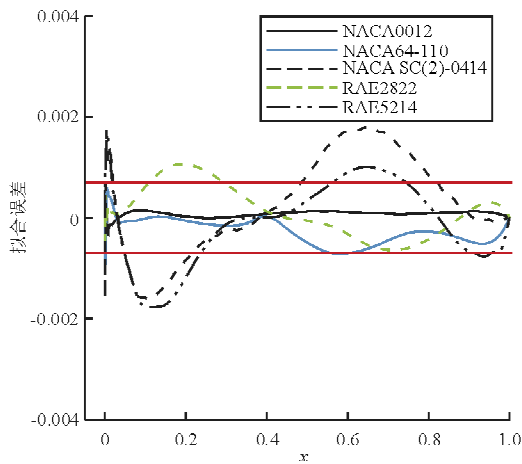


图 11 上翼面拟合误差

Fig. 11 Upper surface fitting error

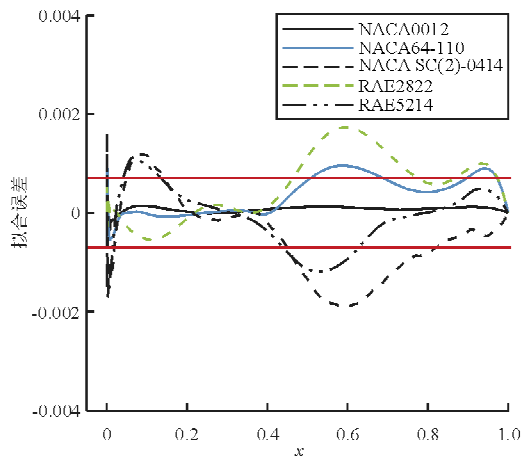


图 12 下翼面拟合误差

Fig. 12 Lower surface fitting error

从表 4 和图 11~图 12 可以看出:在五个评估翼型中,该参数化方法只能实现对 NACA0012 翼型的精确拟合,对其余四个翼型的拟合误差均较大,表明该方法的翼型外形控制能力较差,无法精准地控制翼型外形。

PARSEC 参数化方法的设计参数较少,只有 11 个设计参数,且每个设计参数均具有明确的几何意义,其生成的翼型外形一般不会出现波浪外形,具有较好的鲁棒性。因此,该方法比较适用于对翼型外形控制能力要求不高的粗略设计问题,但不适用于精细化设计问题。

3.4 CST 参数化方法

CST 翼型参数化方法对五个评估翼型的拟合

结果如表 5 所示,该参数化方法对五个评估翼型上下翼面的拟合误差分布如图 13~图 14 所示。

表 5 CST 参数化方法拟合结果

Table 5 Fitting results of CST parametric method

翼型	描述参数个数	最大拟合误差
NACA0012	6	0.000 680
NACA64-110	58	0.000 666
NASA SC(2)-0414	60	0.001 480
RAE2822	10	0.000 597
RAE5214	26	0.000 696

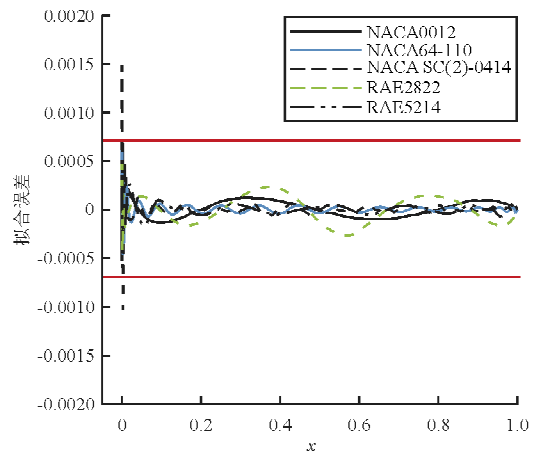


图 13 上翼面拟合误差

Fig. 13 Upper surface fitting error

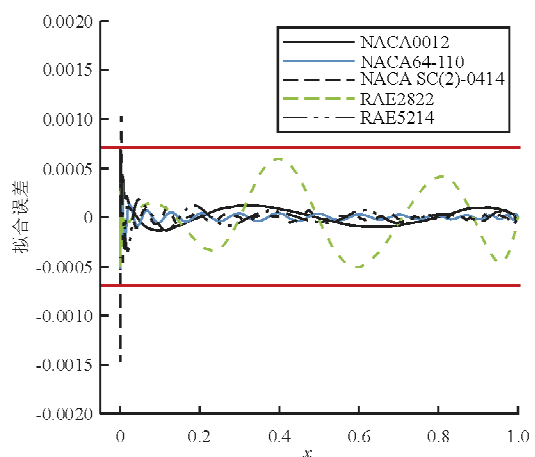


图 14 下翼面拟合误差

Fig. 14 Lower surface fitting error

从表 5 和图 13~图 14 可以看出:在五个评估翼型中,除 NASA SC(2)-0414 翼型外,该参数化方法能够对其余的四个翼型进行精确拟合,表明

CST 参数化方法具有较强的翼型外形控制能力;其控制能力强于 PARSEC 参数化方法,但弱于 Hicks-Henne 参数化方法和样条参数化方法。

在 CST 参数化方法能够精确拟合的四个翼型中,每个翼型需要的描述参数个数差别较大,在拟合 NACA0012 翼型时,整个翼型只需要 6 个描述参数即可实现精确拟合,此时上下翼面各 3 个描述参数,采用的是 2 次 Bernstein 多项式;然而,在拟合 NACA64-110 翼型时,却采用了 58 个描述参数才实现对翼型的精确拟合,此时上下翼面各 29 个描述参数,采用的是 28 次 Bernstein 多项式。针对 NASA SC(2)-0414 超临界翼型,CST 参数化方法上下翼面各采用 30 个描述参数也未实现对该翼型的精确拟合。

CST 参数化方法的类函数曲线本身具有钝头尖尾的翼型基本几何特征,而且其形函数 Bernstein 多项式在(0,1)范围内均为正值^[8],该特性保证该参数化方法生成的翼型一般不会出现波浪外形,适合描述较大的设计空间。但从 CST 参数化方法对五个评估翼型的拟合来看,该参数化方法对不同类别翼型的外形控制能力存在较大差别,要求设计人员具有一定的使用经验;另外,该方法对 NASA SC(2)-0414 超临界翼型的外形控制能力相对较弱,所以采用该方法设计超临界翼型时有可能无法得到最优的设计结果。

4 结 论

(1) Hicks-Henne 参数化方法具有很强的翼型外形控制能力,但当其描述参数差别较大时会导致生成的翼型具有波浪外形,不宜描述较大的设计空间,比较适用于在基准翼型的基础上,对翼型外形进行进一步调整。

(2) 样条参数化方法 also 具有很强的翼型外形控制能力,B 样条基函数的局部支撑性质使该方法具有对翼型外形的局部控制能力,便于设计人员对翼型进行局部修形。但是,当控制点的相对位置不合理时,则会导致生成的翼型具有波浪外形。将该参数化方法用于翼型设计时,要求设计人员具有一定的使用经验,合理地选择 B 样条的节点和阶数以及控制点的个数和坐标,并合理地确定设计

空间。

(3) PARSEC 参数化方法对翼型外形的控制能力较差,不适用于精细化设计问题。但该方法生成的翼型一般不会出现波浪外形,鲁棒性较好,比较适用于对翼型外形控制能力要求不高的粗略设计问题。

(4) CST 参数化方法具有较强的翼型外形控制能力,生成的翼型一般不会出现波浪外形,能够描述较大的设计空间;但该参数化方法对不同类别翼型外形的控制能力存在较大差别,要求设计人员具有一定的使用经验。另外,该参数化方法对以 NASA SC(2)-0414 翼型为代表的超临界翼型控制能力较差,采用该方法设计超临界翼型时有可能无法得到最优的设计结果。

参 考 文 献

- [1] Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
- [2] 王建军, 高正红. Hicks-Henne 翼型参数化方法分析及改进[J]. 航空计算技术, 2010, 40(4): 46-49.
Wang Jianjun, Gao Zhenghong. Hicks-Henne airfoil parametrization method analysis and improvement[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(4): 46-49. (in Chinese)
- [3] Boehm W. Bézier presentation of airfoils[J]. Computer Aided Geometric Design, 1987, 4(1): 17-22.
- [4] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
Zhu Xinxiong. Freedom curve and surface modeling technology[M]. Beijing: Science Press, 2000. (in Chinese)
- [5] Sobieczky H. Parametric airfoils and wings[C] // Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies. Vieweg Teubner Verlag, 1999: 71-87.
- [6] Brenda M Kulfan, John E Bussolletti. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[C]. AIAA-2006-6948, 2006.
- [7] Brenda M Kulfan. Universal parametric geometry representation method [J]. Journal of aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
- [8] Brenda M Kulfan. A Universal parametric geometry representation method-"CST"[C]. AIAA-2007-62, 2007.
- [9] Shida Y, Kuwahara K, Takami H, et al. Computation of dynamic stall of a NACA-0012 airfoil[J]. AIAA Journal, 1987, 25(3): 408-413.
- [10] Charles L Ladson, Cuyler W Brooks, Hill Acquilla S, et al. Computer program to obtain ordinates for NACA airfoils

(下转第 295 页)

- 22(11): 1835-1845.
Ang Haisong, Zeng Rui, Duan Wenbo, et al. Aerodynamic experimental investigation for mechanism of lift and thrust of flexible flapping-wing MAV[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1835-1845. (in Chinese)
- [7] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Fan Jiechuan. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [8] Pennycuik C J, Thomas Alerstam, Anders Hederstrom. A new low-turbulence wind tunnel for bird flight experiments at Lund University, Sweden[J]. Journal of Experimental Biology, 1997, 200: 1441-1449.
- [9] 段文博, 昂海松, 肖天航. 主动变形扑翼飞行器的设计和风洞测力试验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 474-486.
Duan Wenbo, Ang Haisong, Xiao Tianhang. Design and wind tunnel test of an active morphing wing ornithopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 474-486. (in Chinese)
- [10] Graham K Taylor, Robert L. Nudds, Adrian L. R. Thomas. Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency[J]. Nature, 2003, 425(6959): 707-710.

作者简介:

付鹏(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:微型扑翼飞行器风洞实验技术。

宋笔锋(1963—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体设计,高生存力技术及可靠性、维护性及保护性工程,微型飞行器技术等。

王利光(1981—),男,博士研究生。主要研究方向:微型扑翼飞行器总体设计。

李洋(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:微型扑翼飞行器扑动机构。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 288 页)

- [M]. USA: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1996.
- [11] Harris Charlesd. NASA supercritical airfoils; a matrix of family-related airfoils[R]. NASA TP-2969, 1990.
- [12] Cook P H, Firmin M C P, McDonald M A. Aerofoil RAE 2822; pressure distributions, and boundary layer and wake measurements[M]. England: Royal Aircraft Establishment, 1977.
- [13] Takemiya T. Aerodynamic design applying automatic differentiation and using robust variable fidelity optimization[M]. USA: ProQuest, 2008.

作者简介:

张德虎(1986—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

席胜(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

田鼎(1985—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:赵毓梅)